

Application of Computational Fluid Dynamics to Aerodynamic Analysis and Inverse Design of Air-craft (数値流体力学の航空機空力解析と逆問題設計への応用に関する研究)

著者	松島 紀佐
号	1888
発行年	1999
URL	http://hdl.handle.net/10097/10695

氏 名	まつ しま き さ 松 島 紀 佐
授 与 学 位	博士（工学）
学位授与年月日	平成 11 年 9 月 8 日
学位授与の根拠法規	学位規則第 4 条第 2 項
最 終 学 歴	1991 年 12 月（平成 3 年 12 月） Master of Science in Aerospace Engineering and Sciences from University of Colorado at Boulder (米国コロラド大学ボルダー校航空宇宙工学 修士課程修了)
学 位 論 文 題 目	Application of Computational Fluid Dynamics to Aerodynamic Analysis and Inverse Design of Aircraft (数値流体力学の航空機空力解析と逆問題設計 への応用に関する研究)
論 文 審 査 委 員	主査 東北大学教授 中橋和博 東北大学教授 澤田恵介 東北大学教授 福永久雄 宇宙科学研究所教授 藤井孝蔵 東北大学助教授 大林 茂

論文内容要旨

コンピュータによる数値計算を用いて流体力学の諸問題を解く数値流体力学（CFD）は、この 30 年の間に飛躍的な発展を遂げ、いろいろな分野で有用に使われている。航空宇宙工学においては風洞実験を補完する目的で数値計算が実用化されつつある。しかし、実際に完結した空気力学設計ツールとして CFD 技術を成熟させるためには幾つかの課題が残されている。本論文はこれらの課題に対応して、3つの主題の研究を行った成果をまとめたものである。第1主題(第2章)においては数値流体解析手法を風洞試験に匹敵する技術として利用するための指針を明確にする。流れ場の例としてスペースプレーン回りの流れを取り上げる。第2、第3は設計者が望む空力特性を持った形状を生み出すための逆問題設計手法の開発(第3章)と実用問題への応用(第4,5章)の研究である。第2主題では翼相互間の干渉の効果を正確に取り入れて多体系の翼設計を可能にする。第3主題では拘束条件にも留意した超音速翼の翼胴形態での設計ツールを開発し、超音速輸送機の設計に応用する。

ここで取り上げる逆問題とは、空気力学的には圧力分布を与えて、その圧力分布を実現する翼の形状を解として求めるというものである。数学的には、積分方程式を扱うことになる。この様な直接的に空力形状を決定する CFD 設計手法の研究は発展が遅れており、

力を入れて取り組まなければならない重要な研究対象である。

逆問題設計手法の開発においては、設計対象に応じた逆問題の定式化と逆問題ソルバーの開発が主要である。それに加えて、設計した形状の空力的評価を行う必要があるため、CFDによる完結した空気力学設計ツールとするためには流体解析コードを活用する必要がある。信頼性の高い流体解析コードなくしては逆問題設計手法の開発は困難で、この意味においても第1主題の流体解析コード検証は重要である。

第2章においては、スペースプレーン回りの流れを対象としてシミュレーション及びその可視化を行い、数値流体解析手法を検証してその利用の指針を明らかにしている。標準的な流れ解析ソフトウェアであるLANS3Dコードで広範囲の流れのシミュレーションを実行する。一様流マッハ数(M_∞)は0.14～4.0までを、迎角として $-5^\circ \sim 25^\circ$ までを検証する。検証する項目は空力係数(C_L, C_D, C_M)・表面圧力分布・表面流線(オイルフロー)である。また、横滑り角を持った場合のシミュレーションも行う。これらのデータについては、航空宇宙技術研究所の、突風(低速)風洞・遷音速風洞・超音速風洞の3種の風洞で測定された実験結果が豊富にあり比較検討用に利用できる。更に、計算結果を用いて空間の流れの可視化を行い、流れの挙動を理解する手段を構築する試みを行う。スペースプレーンは大迎角で飛行する場合もあり、前縁剥離渦や誘起される渦現象を制御する必要もあり、流れ解析コードの渦現象をとらえる能力を検証する事も課題となる。

格子点数は、主流方向に110点(後流を考慮しない場合)または136点(後流を考慮する場合)、クロスフロー断面の機体全周に202点、機体表面から離れる方向へ遠方境界まで49点(超音速の場合)または96点(遷音速の場合-遠方境界をより遠くに設定しなくてはならない)としている。総格子点数として100万から200万点規模の計算を、パラメトリックにマッハ数や機体の角度を変えながら行う。

計算結果を風洞実験データと比較検証した結果、グローバルな空力係数(C_L, C_D)は、2桁精度で一致した。主流に垂直な各クロスフロー断面での表面圧力分布は大迎角をとった場合においても、かなり良い一致を示した。具体的には、ストレークおよび主翼による前縁剥離1次渦は計算において定量的に精度良く捕らえられている。胴体による前縁剥離渦と、翼の2次以上の剥離現象については、定性的には合っているが、渦の位置・強さに違いが見られた。計算表面流線と実験のオイルフローパターンの比較でも同様なことがいえる。ちなみに、マッハ数1.5、迎角 20° のケースに対し格子点数を約3倍に増やし、格子間隔を密にした計算を行ったところ、局所的な渦現象の解像度が高まり、クロスフロー断面での表面圧力分布の実験値との一致度も向上した。この事実は、計算コードが格子間隔に応じた物理を正しく評価している根拠となる。また、グローバルな空力係数には格子に細分化の影響は有意には表れなかったことから、グローバルな空力現象を観察するためなら、全機回りに100万点程度の格子を用いて計算すれば十分であることが結論できる。

さらに、計算結果を利用して機体近傍の流れ場の空間の可視化を行った。可視化の手段としては、等密度線図や流跡線を用いた。渦の成長の様子・渦相互の干渉の状況・渦と境界層、衝撃波と境界層の干渉の様子が把握でき、これらの可視化が有効であると確かめられた。

最後に、3種の風洞に対応する空力特性データが1種の流れ解析ソフトウェアでのシミュレーションで得られることが確認できた。

第3章では、多体系の翼設計や超音速翼の設計を目的として、残差修正法と積分方程式のデルタ形による逆解法の定式化を行っている。

基本となる設計法である残差修正法とは、逆問題ソルバーと流体解析コードを用い、初期形状を順次修正して目標となる圧力分布を実現する最終形状に収束させる方法である。残差は現時点での修正形状の圧力分布と目標圧力分布の差で定義される。この残差を入力として逆問題を解き、形状修正量を得て新しい形状を設計する。この更新された修正形状の圧力分布を流体解析コードで計算し目標圧力と比較し残差を再び計算する。残差がゼロと見なせれば設計は収束、そうでなければ再び逆問題解法へと処理を反復する。

この残差修正法は、既に確立された設計方法概念であるが、多体系の流れ場に適用するためには、複数の翼と翼相互間干渉の効果をとり扱える逆問題解法が必要となる。ところが、従来の翼設計は単独の翼を扱うものがほとんどで、多数の翼を扱うものは見当たらない。また、多体系の翼の代表的なものとしては、高揚力を得るための多翼素翼があるものの、多翼素翼の設計は、等角写像法又は、特異点分布法で行われており、これらは、2次元非圧縮ポテンシャル流れに有効な方法であるが、他の流れ場には適用出来ない。そこで、本研究では、初めて相互干渉の効果を正確に取り入れ、複数の翼や翼素の形状を同時に決定する逆問題の汎用的定式化を3次元で行った。また、定式化に基づいた逆問題ソルバーの開発により多体系の翼の逆問題による同時設計が可能になった。この逆問題設計法は一様流マッハ数が1以下の遷音速・亜音速・低速の全ての流れ場を粘性・非粘性を問わずカバーしている。また、超音速翼の設計のためには、超音速流での定式化と超音速逆問題ソルバーが必要である。本論文では、最近開発された新技術である超音速逆問題ソルバーについて、その定式化の過程の数学的取り扱いを厳密に説明している。

定式化は解析的な取り扱いが可能な範囲で行ったため微小擾乱・薄翼近似を前提にしている。定式化は Green の公式を利用したものであり、その過程で特異積分を首尾よく取り扱う事が必要となる。その為、積分の有限部分や Mangler の公式など、伝統的な空力線形理論で使われている概念を利用した。

ここで、設計結果の精度は流体解析部分に依存するという残差修正法の特徴の一つを改めて強調しておく。今回の設計法では、流体解析部分は Navier-Stokes 流れ解析コードを使用しているため、設計結果は Navier-Stokes 流れにおける結果となる。

第4章では、前章で展開した手法をタンデム翼及び多要素翼形態の逆設計に応用した。まず、既知の形状を目標として、逆問題設計を行った。流れ場は $M_\infty=0.6$ とし、断面形状が 2° の迎角をとった RAE2822 のタンデム翼系を目標とする。初期形状は、断面形状が迎角 0° の NACA0012 のタンデム翼である。6回の反復で、目標圧力に圧力分布を持った翼形状が得られた。設計形状を目標形状と比較したところ、99%の精度で一致している事が分かった。その他、衝撃波の存在する例題 ($M_\infty=0.73$)・高揚力多翼素翼型 ($M_\infty=0.20$)の設計などを試みた。目標圧力分布は任意に与えたが、低亜音速から遷音速に至る全ての流れ場において10回以内の反復で目標圧力分布を実現する収束形状が得られた。

第5章では、次世代超音速輸送機の主翼の設計を述べている。航空宇宙技術研究所が中心となって進められている次世代超音速輸送機 (SST) の主翼の翼断面形状を最適化するため、2)で説明した残差修正法の内容のもとに逆問題設計法を構築し、実際の設計を行う。ここでの逆問題ソルバーは SST プロジェクトの一環として最近開発されたコード

を用いた。

設計法を構築するにあたり新規に行われたことは、大きく3つある。1つ目は第3章で示したように、超音速流での逆問題定式化の過程での特異積分の処理を数学的に厳密に意義付け、定式化後の積分方程式の取り扱いが解析的に正確で簡便な形で行えるようにした。2つ目は、翼胴形態における翼設計を行えるようにしたことである。従来の線形理論で最適設計された主翼を胴体と結合させると、胴体の影響で主翼の性能が劣化してしまう。胴体を含めた形態での最適設計法が望まれるわけであるが、今回の設計法では、翼胴結合のためのCAD処理を設計手順の中に取り入れる事と、流れ解析を翼胴結合体に対して行うように変更することで翼胴形態における翼設計を可能にした。3つ目は、設計拘束条件を考慮することである。具体的には①翼の後縁が閉じる ②ヒンジラインが直線的に通る ③各翼断面の最大厚み $(t/c)_{max}$ が3%から3.7%に押さえられる、という条件である。今回の設計においては、これらの拘束条件はすべて外的に取り扱った。つまり、逆問題を解いて得た数学的には最適である修正形状に、強制的に拘束条件を課してしまう方法である。拘束条件適用後の形状は数学的最適形状からは外れるが、外れ方が許容範囲にあれば反復することで工学的な最適形状が求まるという考え方によっている。①と②については外的取り扱いでうまくいくことが確認できたが、③の拘束条件については更なる考察が必要ことがわかった。

従来の線形理論で最適化された翼形状を初期値にして設計を行った結果、10回から20回の反復で設計コンセプトである自然層流翼を実現する翼形状が得られた。逆問題設計により層流域が広がったことは、境界層内の安定性解析により確かめられている。

第6章は総括である。

審査結果の要旨

流体力学方程式をコンピュータを用いて数値的に解く数値流体力学（CFD）は、この30年の間に飛躍的な発展を遂げ、航空工学においても風洞実験を補完する目的で実用化されつつある。しかし、CFD技術を実際に完結した空力設計ツールとして確立させるためには様々な課題が残されている。本論文はこれらの課題に対して、数値流体解析手法から設計者が望む空力特性を持った形状を生み出すための逆問題設計手法までの幅広い分野にわたって行われた研究成果を纏めたものであり、全編6章よりなる。

第1章は緒論である。

第2章では、数値流体解析手法を風洞試験に匹敵する技術として利用するための指針を明らかにしている。流れ解析コードLANS3Dを用い、スペースプレーン周りの流れを対象として低速から高マッハ数領域まで、低迎角から前縁剥離渦が生じる高迎角まで、及び横滑り角を持った場合の広範な計算を実行し、3種類の風洞実験結果と比較してCFDの信頼性を検証している。CFDコードに対するこのような系統的な評価はほとんど例がなく、CFDの実用化にとって重要な研究成果である。

第3章は、設計ツールとして残差修正法による逆問題設計法の基礎理論とその定式化を扱っている。本研究により初めて相互干渉の効果を考慮しつつ複数の3次元翼形状を同時に決定する逆問題の定式化がなされた。ついで超音速翼の逆設計についても、その定式化の過程を、特に解析的に厳密性を保つように組み上げている。これら定式化は流体力学ポテンシャル理論の新しい応用という面でも貴重な研究である。

第4章では、第3章で展開した多体系設計手法を数値流体解析手法と組み合わせることにより、タンデム翼及び多要素翼形態の逆設計を低亜音速から遷音速に至る流れ場において行い、本多体系逆設計手法が翼形状を効果的に生み出すことを実証している。これは世界的にみても卓抜した独自の成果である。

第5章では、第3章で述べた手法を航空宇宙技術研究所で進められている小型超音速実験機の主翼断面形状の最適化に応用している。本研究では、拘束条件にも留意した超音速翼の翼胴形態における逆設計が初めて試みられ、実験機の設計コンセプトである自然層流翼を実現する翼形状を見いだしている。この応用設計を通じ、今後の設計法構築の技術向上に貢献できる重要な知見が得られた。

第6章は結論である。

以上要するに本論文は、CFD技術に基づく新たな航空機の空力設計システム構築のために、基礎理論の定式化から実際の応用設計まで、形状設計法から性能評価までの幅広い研究成果を纏めたものであり、航空工学の発展に寄与するところが少なくない。

よって、本論文は博士（工学）の学位論文として合格と認める。